

# 航空有机玻璃安装孔加工工艺对银纹的影响规律研究

李红亮 王显显 冯伟

(石家庄海山实业发展总公司)

**摘要:** 航空有机玻璃, 作为航空器上至关重要的组件之一, 在循环应力的作用下容易发生疲劳破坏, 并呈现出银纹瑕疵。本研究致力于探究不同的制孔工艺对航空有机玻璃的影响。采用多种工艺方法制作孔洞, 然后运用力学试验机进行拉伸试验, 旨在深入研究各种制孔工艺对银纹缺陷的影响规律。同时, 还对不同工件的极限强度变化和断裂面的失效模式进行了详细的对比分析。研究结果清晰地表明, 采用一次成型工艺制作的孔会导致有机玻璃的抗拉强度降低, 然而, 与此相反, 采用二次成型工艺制作的孔会显著增强其抗拉强度。这一发现为航空有机玻璃在制造和维护过程中的工艺选择提供了重要的参考依据, 有助于提高其性能和可靠性。同时, 研究还突出了银纹缺陷的重要性, 为更好地理解 and 预防航空有机玻璃的疲劳破坏提供了有益的见解。

**关键词:** 制孔工艺; 航空玻璃; 风挡玻璃; 银纹; 拉伸实验

## 引言:

飞机在航空领域发挥着重要作用。其中, 驾驶员需要清晰的视野, 而飞机前部的风挡玻璃成为确保良好视野的关键组成部分。这些玻璃面临来自各种威胁的挑战, 如砂石、冰雹和鸟撞, 其结构的可靠性直接关系到飞行员和乘客的安全。

飞机玻璃同样面临银纹这种特有的高聚物疲劳破坏形式, 可能影响飞行安全。航空玻璃通常通过螺纹连接固定在飞机结构上, 而螺纹孔位容易因应力集中而导致银纹产生, 进而威胁飞行安全。

为了促进航空安全, 学者们对飞机玻璃中银纹的生成机理和影响因素进行了深入研究。实验研究表明, 疲劳裂纹的扩展速率主要受应力大小的影响, 而与切割角度和应力加载频率无关。温度对有机玻璃的拉伸疲劳性能有显著影响, 随着温度升高, 拉伸强度下降, 断裂面变得更加光滑。在水的滋润下, 有机玻璃的疲劳裂纹扩展速度会加快。此外, 不同的安装方式和材料对银纹生成也有着各异的影响。

然而, 尽管研究关注有机玻璃可能出现的缺陷, 但在某些情况下, 即使在没有外力作用下, 新更换的飞机风挡玻璃在安装螺栓孔周围也可能出现银纹缺陷。飞机玻璃的安装过程可能是导致此类故障的主要原因之一。因此, 本研究旨在深入探讨安装孔加工工艺对飞机玻璃的拉伸强度的影响, 并分析其对银纹生成的规律。

## 1 试验过程

### 1.1 试样

在试验的进行中, 选用了一种厚度为 10 毫米的航空玻璃作为试验材料, 并依照《航空有机玻璃拉伸疲劳试验方法》(GJ B 2033—1994) 的规程, 精心制作了具备特定形状的缺口试样。这些试样的选择和加工是为了确保试验的准确性和可靠性, 以便深入研究航空玻璃在不同条件下的性能表现。

### 1.2 试验内容

在试验过程中, 使用了两种不同的孔加工方式, 即一次成型和二次成型。一次成型工艺涉及直接采用 3.4 毫米麻花钻进行孔加工, 而二次成型则包括首先使用 1.7 毫米麻花钻进行孔的预制, 然后才使用 3.4 毫米麻花钻进行孔的扩大。在进行拉伸试验之前, 必须对试样的引伸计进行标定, 然后对三个试件进行拉伸试验, 以获得变形量与拉伸强度之间的关系。这一系列试验步骤将为提供有关航空玻璃性能的重要数据和信息。通过这些实验, 将能够更深入地了解不同制孔工艺对材料性能的影响, 从而为航空器的安全性提供有价值的参考依据。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 试验结果

本研究采用了三种不同样本进行对比研究, 包括未经过加工的

样本（命名为 T0）、一次制孔样本（命名为 T1）以及二次制孔样本（命名为 T2）。根据试验发现，不同的制孔工艺对航空有机玻璃的抗拉强度产生了明显影响。具体而言，T1 样本的抗拉强度较 T0 样本下降了 8.4%，而 T2 样本的抗拉强度则较 T0 样本提高了 11.3%。此外，变形量和拉伸载荷之间呈正相关关系，即随着变形量的增加，拉伸载荷也随之增加。相对于 T0 样本，T1 样本的变形量减少了 7.8%，而 T2 样本的变形量则增加了 20.8%。因此，试验结果明示，制孔工艺并非一定会削弱航空有机玻璃的抗拉强度。实际上，二次成型工艺能够提升材料的抗拉强度，而一次成型工艺则可能减低材料的抗拉强度。

进一步比较载荷和变形量之间的关系。拉伸试验的初始阶段，T1 样本的曲线稍高于 T0 样本，这意味着在相同的变形量下，T1 样本需要施加更大的拉力。然而，两者的曲线在变形量超过 0.5 毫米时相交，T1 样本的曲线明显低于 T0 样本。而 T2 样本的曲线与 T0 样本的曲线也存在相交点，之前，T2 样本的曲线高于 T0 样本，但交点后，T0 样本的曲线高于 T2 样本。与 T1 和 T2 样本相比，T2 样本的交汇点更靠后。这些差异可以归因于加工制孔过程中导致 T1 和 T2 样本孔壁出现微小银纹，从而导致了载荷-变形曲线的差异。在交汇点之前，T0 样本主要发生拉伸变形，材料内部的银纹较少；而 T1 和 T2 样本由于加工缺陷的存在，除了发生形变外，还会因外力导致银纹迅速扩展。裂纹扩展会消耗能量，因此在相同的载荷下，T1 和 T2 样本的变形量较小。当载荷达到一定值时，T0 内部会出现大量银纹，这会导致能量迅速耗尽，变形量急剧下降，从而与 T1 和 T2 样本的曲线相交。为了深入研究安装孔加工工艺对银纹的影响规律，还需要对样本的失效状态进行详细分析和研究。

## 2.2 试样分析

在观察试样的断裂状态时，可以观察到以下现象：T0 样本的断裂区域呈现出塑性变形，断口两端的材料产生了皱缩，但没有明显的裂纹生成。相对于 T0 样本，T1 样本的断裂形貌相似，变形量较小，断裂区域也没有明显的裂纹形成。然而，T2 样本的断裂区域表现出明显的拉伸变形，同时在孔周还出现了一条裂纹。这些拉伸变形和裂纹的生成都导致了更多的能量消耗，因此 T2 样本的极限承载能力最大。

通过观察试样的断口状况，可以进一步得出以下结论：T1 样本的孔壁表面较为粗糙，而 T2 样本的孔壁上存在划痕。加工制孔过程会导致试样产生初始缺陷，这一特性在 T0 样本的 A 区域的断口上表现得尤为明显，裂纹明显隆起，呈现出海浪状的裂纹，断口边缘不规则。与快速裂纹相比，慢速裂纹消耗更多的能量，这也是导致 T2 样本极限强度提高的主要原因之一。

从试验结果的综合分析可以得出结论，银纹的生成是由于材料受到应力的影响，进而导致材料受损。此外，加工制孔引起的初期瑕疵对材料受损特性产生影响。瑕疵越显著，材料在受力作用下越容易发生应力集中，最终导致材料失效并形成银纹。在制作安装孔的过程中，一次成型孔的表面粗糙度较高，因此孔周的初期瑕疵更加明显。这类瑕疵在受到应力作用时，易于形成明显的银纹，特别是在承受较大负荷时，银纹会迅速扩展形成裂纹，最终导致材料失效。

## 3 结束语

综上所述，本研究为提高航空安全性，旨在探究飞机风挡玻璃常见银纹缺陷的成因。通过深入研究航空有机玻璃的安装孔加工工艺对材料的拉伸失效产生的影响，明确了二次扩孔成型材料具有更出色的抗拉性能。这一试验成果为有机玻璃的安装工艺研究提供了有价值的参考依据，有望为航空安全领域的进一步改进提供指导。

## 参考文献：

- [1] 非定向有机玻璃拉伸断口形貌与拉伸温度相关性分析[J]. 熊伟腾; 王云英; 范金娟; 肖淑华.材料工程,2020(10)
- [2] 航空有机玻璃应用性能研究[J]. 代晓瑛; 雷兴平; 靳耿栓.塑料工业,2020(S1)
- [3] YB-DM-10 航空定向有机玻璃疲劳裂纹扩展性能[J]. 赵景云; Bamber BLACKMAN; 颜悦; 张旋; 张晓雯.材料工程,2018(08)
- [4] 有机玻璃断裂韧性的断面形貌分析[J]. 杨佳; 孙佳思; 郑飞; 赵维忠.玻璃,2017(12)
- [5] 先进航空有机玻璃防银纹装配结构及分析[J]. 成书民; 任国辉; 牛博雅.航空制造技术,2015(08)
- [6] 有机玻璃疲劳裂纹扩展试验分析[J]. 许凤和,薛建高.材料工程,1999(10)